

文章编号:1000-8055(2013)06-1305-08

双模态超燃冲压发动机流量匹配的 临界面积法

黄 兴, 陈玉春, 李 洁, 王晓东, 蔡元虎
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 建立基于控制体法的 0-D 守恒方程(流量连续方程、动量守恒方程和能量守恒方程)的热力喉道($Ma=1.0$)求解集总参数模型,该模型包括了壁面摩擦模型、燃油喷射模型、燃油雾化掺混模型和化学动力学模型.并针对集总参数模型求解热力喉道的特殊性,提出了基于流量平衡的临界面积法,应用于隔离段和燃烧室的 1-D 流场计算,实现了双模态超燃冲压发动机具有热力喉道时的各种模态的隔离段和燃烧室的流量平衡计算,精确捕捉到热力学喉道,确定了隔离段流动状态和燃烧室的工作模态及相关的流路沿程参数.计算结果表明:采用了临界面积法的集总参数计算模型能解决热力学喉道求解问题,其计算精度达 10^{-4} ,单点工况计算时间小于 0.1 s.

关 键 词: 双模态超燃冲压发动机; 集总参数模型; 工作模态; 热力喉道; 临界面积法
中图分类号: V235.113 **文献标志码:** A

Critical area method for mass flow matching of dual-mode scramjet

HUANG Xing, CHEN Yu-chun, LI Jie, WANG Xiao-dong, CAI Yuan-hu
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The lumped parameter model for thermo-throat ($Ma=1.0$) simulation was established based on 0-D conservation equations (continuity equation, momentum conservation equation and energy conservation equation) of the control volume, including: wall friction model, fuel injection model, fuel atomization and mixing model, and chemical kinetics model. To solve the problems in simulating the thermo-throat with lumped parameter model, a critical area method based on mass flow balance was proposed to simulate the 1-D flow field of the combustor. With this method, the mass flow balance between isolator and combustor in different modes when a dual-mode scramjet worked in thermo-throat condition was achieved, and the thermo-throat was accurately captured; in addition, the isolator flow state, the combustor operation modes and the flow path parameters were determined. The results show that the lumped parameter computation model with the critical area method can solve the problems in thermo-throat simulation, its computing accuracy reaches 10^{-4} , and the computing time at every working condition is less than 0.1 s.

Key words: dual-mode scramjet; lumped parameter mode; operation mode; thermo-throat; critical area method

收稿日期:2012-06-19

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1305_013.html

作者简介:黄兴(1983—),男,湖北荆州人,博士生,研究方向为发动机总体设计.

双模态超燃冲压发动机^[1] (dual-mode scramjet) 是综合了亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机优势的一种新型的吸气式动力装置, 可以在比较宽广的飞行马赫数范围内保持良好的工作性能, 并能实现多模态综合一体化设计. 现有有潜力的高超声速飞行器的动力方案大多都采用单一的双模态超燃冲压动力系统形式, 或者采用双模态超燃冲压循环与其他循环方式组合的循环系统 (如涡轮基组合循环 TBCC、火箭基组合循环 RBCC) 形式, 具有广泛的军事和民用航天应用前景, 因而备受瞩目. 已有大量的地面实验与数值计算工作对其进行研究, 得到了许多很有参考价值的结论. 但地面实验成本比较昂贵, 三维复杂数值模型的计算周期相对较长, 很有必要采用简化的模型对双模态超燃冲压发动机各个模态进行分析.

美国在双模态超燃冲压发动机性能分析模型/软件等方面开展了大量工作, 已形成了一系列的软件, 如 PSURBCC, SRGULL, RJPA, RAM-SCRAM, HYFIM 和 SCCREAM 等^[2-4]. 但是, 以报道最为公开的 RAMSCRAM 为例, 由于该软件采用常微分方程求解各模态下的燃烧室流动方程, 该方法仅适用于超燃模态, 而对于跨燃模态和亚燃模态无法求解, 因此也无法计算出热力学喉道下的发动机性能^[2-3]. 于是怎么对堵塞的跨声速流场进行求解成为了超燃冲压发动机性能特性求解的关键, 基于此, 本文提出了基于流量平衡的临界面积法, 并编制了相应的计算程序, 计算算例和结果分析表明, 该方法能够迅速解决跨声速流场堵塞求解问题, 从而为超燃冲压发动机工作机理分析、特性计算、控制规律设计、控制特性模拟和方案设计提供一种很好的理论方法.

1 数学模型

考虑如图 1 所示的准一维流动^[1,5-7], 模型的基本假设如下:

- 1) 在流动方向上横截面积是唯一的几何变量.
- 2) 燃油以侧壁加质的形式在一定区域内进入到主流中.
- 3) 考虑液体燃料的雾化蒸发过程, 认为燃油注入燃烧室后沿程蒸发为气相形态并与主流掺混.
- 4) 考虑壁面摩擦力的影响.
- 5) 不考虑流体与外界的热量交换.
- 6) 气体组分的比热容是温度的多项式函数.
- 7) 忽略气体的热传导.
- 8) 假设燃烧室内的气体为理想气体, 符合理

想气体状态方程.

9) 忽略燃烧室内复杂的燃烧过程, 仅考虑少数几种主要组分及其化学反应, 采用有限反应速率模型.

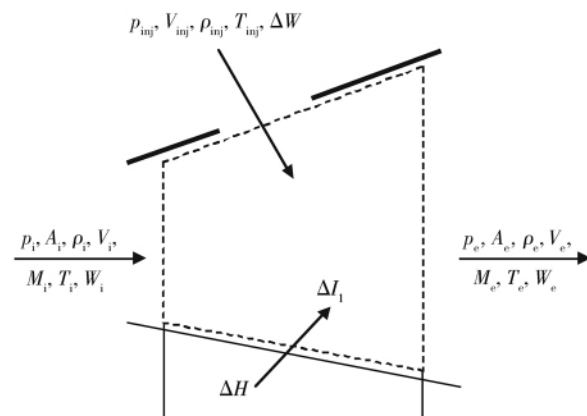


图 1 准一维流动控制体

Fig. 1 Quas 1-D flow control system

选取图 1 所示的控制体为研究对象, 推导出如下的流动方程^[1,8-10]:

$$\frac{\rho_e}{R_e T_e} V_e A_e = \frac{\rho_i}{R_i T_i} V_i A_i + \Delta W \quad (1)$$

$$W_e V_e + p_e A_e = W_i V_i + p_i A_i + \Delta I \quad (2)$$

$$W_e (H_e + V_e^2/2) = W_i (H_i + V_i^2/2) + \Delta H \quad (3)$$

式(1)~式(3)中角标 i 表示控制体进口, 角标 e 表示控制体出口, ΔW 为质量流量增量, ΔI 为动量增量, H 为静焓; ΔH 为能量增量.

式(3)中的动量增量 ΔI 又可以分为: 摩擦动量增量 ΔI_1 (摩擦管流贴壁时可按达西公式^[1] 计算, 分离时可忽略)、燃料掺混动量增量 ΔI_2 (掺混管流) 以及壁面压力产生的动量增量 ΔI_3 (变截面管流).

控制体进出口面积变化比较小时, 壁面压力产生的动量增量 ΔI_3 为

$$\Delta I_3 = \int_i^e p dA \approx \frac{p_i + p_e}{2} \Delta A$$

可以将化学动力学模型融入式(1)~式(3)进行计算, 本文采用了针对航空煤油的简单化学动力学模型, 模型中包含对喷射、雾化、掺混、蒸发以及燃烧等环节的粗略考虑, 鉴于文章篇幅有限, 本文不再详细介绍.

1.1 分离状态的数学模型

当气流分离时, 分离区^[1,11] 静压 p_s 与主流区静压 p 通过分离区大小自动调节至 $p_s = p$ (文献

[1]认为这样的假设接近实际情况),使得分离区主流可近似认为等静压燃烧,即有 $p_s = p_e$,式(1)~式(3)可以变形为

$$V_e = (W_i V_i + \Delta I) / W_e \quad (4)$$

$$H_e = [W_i (H_i + V_i^2/2) + \Delta H] / W_e - V_e^2/2 \quad (5)$$

$$A_e = W_e R_e T_e / (p_e V_e) \quad (6)$$

由式(4)~式(6)可知,可以顺序计算微元体出口的速度 V_e 、静温 T_e (与静焓 H_e 相对应)和核心流面积 A_e 。

隔离段的求解与分离状态下的求解方法极为相似,都是在已知反压的条件下求解,但两者不同之处在于隔离段的出口静压不等于进口静压。因此对于给定隔离段出口静压 p_3 的情况,可以通过式(1)~式(3)(质量连续、动量守恒和能量守恒)唯一确定一组与 p_3 相对应的隔离段出口(也是燃烧室进口)的其他气流参数,至于隔离段工作状态、分离区长度和隔离段中的气流参数具体分布不是本文所要关注的内容,因此鉴于篇幅所限,本文不给出隔离段^[1,12-13]的具体计算模型。

1.2 贴壁状态的数学模型

当气流未分离^[1,14-16]时,在式(1)~式(3)表现为已知进口参数和出口的面积 A_e 求解出口其他参数,那么式(1)~式(3)可以变形为

$$V_e^2 - [W_i V_i + p_i A_i + \Delta I + p_i (A_e - A_i)/2] \times V_e / W_e + R_e T_e [(1 + A_i/A_e)/2] = 0 \quad (7)$$

$$H_e = [W_i (H_i + V_i^2/2) + \Delta H] / W_e - V_e^2/2 \quad (8)$$

$$p_e = W_e R_e T_e / (A_e V_e) \quad (9)$$

由式(7)~式(8)可知,两式均含有 V_e 和 T_e 的函数,可以联立进行迭代求解,但是对于式(7)而言,其形式为一个二次方程,必然存在如下3种情况:

1) 双解情况,即在给定进口条件下和出口面积条件下,满足式(7)~式(8)的解有两组,分别为超声速解和亚声速解,并且两个解恰好为对应正激波前后的气动参数。这是因为正激波前后的参数满足动量方程、能量方程和质量方程,但是由于在单个微元控制体内,不可能使亚声速气流加热到超声速,也不能使超声速气流减速到亚声速,所以双解情况时的出口解值选取规则为:如果进口气流为亚声速,则出口人为选取亚声速解;如果进口气流为超声速,则出口人为选取超声速解;如果进口气流为声速,则出口也人为选取超声速解。这

是因为在超燃冲压发动机中,燃烧室出口马赫数大于1.0,即说明燃烧室出口反压为一个较低的数值,必然使得喉道后的气流加速,故人为选取为超声速解是合理的。

2) 单解情况,即在给定进口条件下和出口面积条件下,恰好存在一组解满足式(7)~式(8),说明此时的面积变化、能量变化、动量变化和质量变化刚好使得出口马赫数等于1.0,即出现热力学喉道堵塞。这是双模态超燃冲压发动机跨燃模态、临界跨燃模态和亚燃模态存在的关键,也是双模态超燃冲压发动机总体性能获取的关键。

3) 无解情况,即在给定进口条件下和出口面积条件下,不存在满足式(7)~式(8)的解,说明此时微元体出口出现了堵塞情况。具体分析如下:在给定进口参数和出口几何面积的条件下,必然存在一个最大加热量将出口气流加热到 $Ma=1.0$,若超过此加热量,出口气流参数将发生堵塞,对应着在贴壁状态存在无解情况。

1.3 临界面积法

为了解决式(7)~式(8)无解的问题,本文提出如下临界面积法:

1) 假设微元体出口截面为临界状态,即 $Ma=1.0$,在给定进口条件和质量、动量和能量加入的条件下,由式(7)~式(9)不难确定唯一的微元体出口截面面积,这个截面面积称为临界面积 A_{cr} 。

2) 如果出口的几何面积 A_g 小于临界面积 A_{cr} ,说明此时流路的质量流量过大,现有的几何面积 A_g 不足以流通此时的流量,那么人为假设 $A_g = A_{cr}$,进行热力学计算。

3) 如果出口的几何面积 A_g 大于临界面积 A_{cr} ,说明此时不会发生堵塞,可以采取1.2节中的双解情况求解方式进行求解。

1.4 流量平衡迭代模型

本文提出的临界面积法主要是为了应对贴壁状态时的无解问题,即在双模态超燃冲压发动机中,主要是处理跨燃模态、临界跨燃模态和亚燃模态的求解中的堵塞问题,至于不分离的超燃模态和分离的超燃模态,计算方法较为成熟,本文不在赘述。下面就前文提及的跨燃模态、临界跨燃模态和亚燃模态进行定义:

1) 跨燃模态

燃烧室气流出现了先从进口的 $Ma > 1.0$ 到 $Ma < 1.0$,然后又从 $Ma < 1.0$ 到 $Ma > 1.0$ 的情况,即跨燃模态中具有两个热力学喉道,且第一个

喉道发生在分离流动中。

2) 临界跨燃模态

燃烧室气流马赫数从进口的 $Ma = 1.0$ 到 $Ma < 1.0$, 然后又从 $Ma < 1.0$ 到 $Ma > 1.0$ 的情况, 即跨燃模态中的第一个热力学喉道移动到燃烧室进口。

3) 亚燃模态

燃烧室气流出现了从进口的 $Ma < 1.0$ 到 $Ma > 1.0$ 的情况, 即亚燃模态中只出现一个热力学喉道。

因此, 对于跨燃模态、临界跨燃模态和亚燃模态来说, 必须构建考虑热力学喉道的流量平衡残差迭代方程

$$0 \leq \max[f(p_3)] = \max[(A_{cr} - A_g)/A_g] \leq \epsilon$$

式中 ϵ 表示流量平衡迭代计算精度, p_3 为隔离段出口反压(也是燃烧室进口静压)。

在燃烧室计算时, 当给定 p_3 的初值时, 若出现热力学喉道堵塞现象, 则按上述人为取 $A_g = A_{cr}$ (实际上此处的 $A_g < A_{cr}$) 进行热力学喉道计算, 其他按双解情况或单解情况直接计算, 此时获得燃烧室沿程的残差方程 $f(p_3) = (A_{cr} - A_g)/A_g$ 。取 $f(p_3)$ 的最大值为 $\max[f(p_3)]$ 为收敛目标, 在理论上存在某个 p_3 使得 $\max[f(p_3)]$ 等于 0, 即燃烧室中不存在堵塞情况, 且在贴壁状态下微元控制体求解中仅存在一个单解情况, 此时不需要人为选取 $A_g = A_{cr}$, 因此“临界面积法”正是通过“以堵为不堵理念(以堵塞的方式, 获得不堵塞的效果)”来获取隔离段反压, 从而也确定了隔离段和燃烧室的工作状态。下面来分析一下燃烧室进口条件对 $\max[f(p_3)]$ 的影响: 当有燃烧室内发生堵塞时, 由于堵塞处的 $q(\lambda)$ 值已经达到 1.0, 提高此处的静压会使得流量通过, 而堵塞前的流场为分离流动和亚声速贴壁流, 因此, 静压的提高会影响到流路上游, 使得燃烧室进口静压 p_3 上升, 同时由隔离段至燃烧室的进口马赫数下降, 即当出现堵塞情况时, 可以通过增加燃烧室进口静压 p_3 来缓解燃烧室的堵塞(同时通过隔离段计算获得相应的出口气动参数), 即通过采用合理的迭代方法(例如牛顿法)来增加燃烧室进口静压 p_3 使得流量平衡。但是如果迭代过程中 p_3 增加过多, 则可能出现达不到喉道临界的情况(即燃烧室全程中不出现临界面积 A_{cr} 大于几何面积 A_g 的情况), 那么燃烧室出口气流为亚声速, 这在实际过程中是不可能的, 即必须在贴壁状态下存在喉道, 但是由于计算精度问题, 可以认为存在略微

的喉道堵塞时的解为最终解。

2 算例与分析

2.1 超燃冲压发动机物理模型

本文研究的燃烧室构型为等直段加扩张段(如图 2 所示), 其中等直段尺寸宽为 0.12 m、高为 0.0225 m、长为 0.40 m, 燃烧室扩张段进口尺寸宽为 0.12 m、高为 0.0225 m、长为 0.50 m, 进出口面积比为 0.5, 采用两点供油(航空煤油): 第 1 点在等直段进口处; 第 2 点在扩张段进口处(如图 1 所示)。两段供油比例为 $W_{f1}/W_{f2} = 1/4$, 油滴初始直径为 $50 \mu\text{m}$, 燃油初始温度为 500 K, 垂直于 x 方向喷射, 燃烧效率取为 0.85, 为了获得协调的燃烧室进口参数, 本文给出进气道和隔离段的参数: 进气道尺寸参数由进气道的设计点确定: 动压头 $q = 50.0 \text{ kPa}$ 、飞行马赫数 $Ma_0 = 7.0$ (对应高度为 28.6 km), 空气流量为 2.00 kg/s ; 进气道出口马赫数 $Ma_2 = 3.0$; 隔离段尺寸长为 0.20 m、宽为 0.12 m、高为 0.0225 m。在计算时将燃烧室划分为 1000 个计算站, 流量平衡迭代精度为 10^{-4} 。

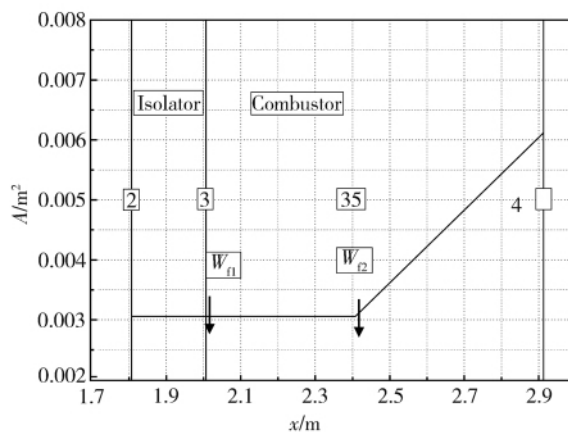


图2 隔离段和燃烧室的物理模型

Fig. 2 Physical model of the isolator and combustor

2.2 跨声速流场流量平衡收敛过程

在跨声速流场求解过程中, 亚燃模态的热力学喉道的流量平衡过程较为典型, 图 3 中展示了 $Ma_0 = 5.0$ 、动压头 $q = 50.0 \text{ kPa}$ 、燃烧室当量油气比 $\Phi = 0.85$ 时的流量平衡迭代收敛过程。

由图 3(a) 可见, 当隔离段出口静压 p_3 较低时, 要满足热力学喉道和隔离段出口流量平衡, 必须采用临界面积法增加堵塞处的面积(相当于在燃烧室上掏一个“坑”), 使得进口流量能够全部通

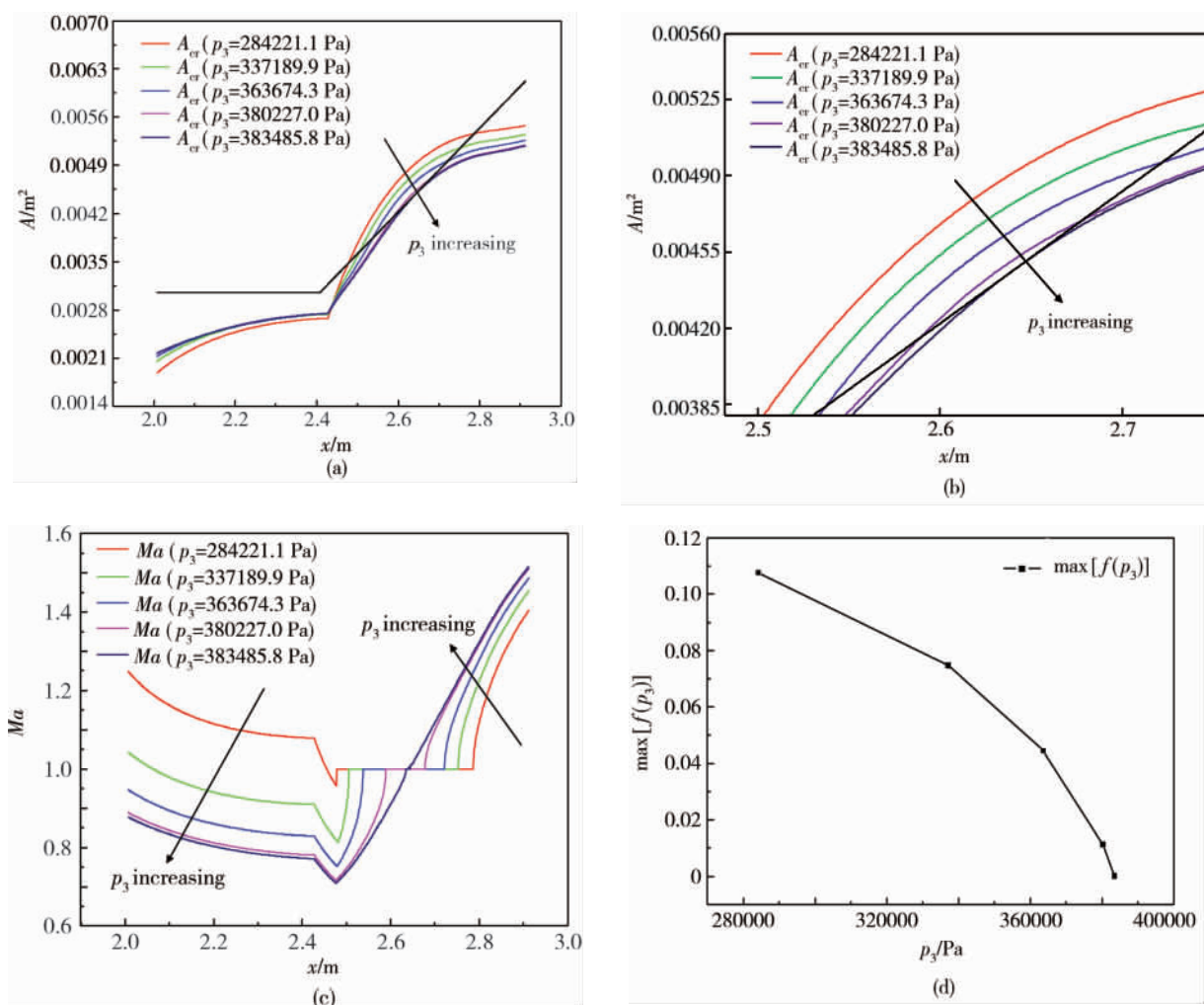


图3 亚燃模式流量平衡迭代过程

Fig. 3 Iteration process of mass flow balance of subsonic mode

过. 相应的在图 3(c) 中表现出一段比较长的热力学堵塞喉道, 随着 p_3 提高, 燃烧室进口 Ma 减小(在隔离段中表征为激波链强度增加, 隔离静压升增加, 出口 Ma 降低), “坑”变小(热力学堵塞喉道长度变短), 直到“坑”几乎消失为止(见图 3(a) 的局部放大图 3(b)), 热力学堵塞喉道只有数个, 取决于给定的流量平衡迭代精度, 本文取流量平衡迭代精度为 10^{-4} , 当 $p_3 = 383485.8 \text{ Pa}$ 时, 平衡时残差为 8.1×10^{-5} (如图 3(d) 所示), 迭代运行时间小于 0.1 s 时, 计算收敛。

2.3 双模态超燃冲压发动机跨燃、临界跨燃和亚燃模式下的参数分布

在 $Ma_0 = 5.0$ 、燃烧室两点供油比例和燃烧效率不变的情况下, 改变燃烧室总的供油量(以当量油气比 ϕ 表示), 对 3.1 节描述的超燃冲压发动机进行各种模式的计算模拟(这里只提供了燃烧室中的气动面积 A 、马赫数 Ma 、静压 p 和静温

T 的参数分布)分别见图 4~图 6 所示。

由图 4(a)、图 5(a) 和图 6(a) 分别描述了分离流再附着的情况. 在燃烧室进口处, 其气动面积小于几何面积, 由于加热的作用使得气动面积逐渐增加, 直至与燃烧室某处几何面积相等, 即为附着点(在图 4(c)、图 5(c) 和图 6(c) 中表现为等静压段的最后一点), 并且在跨燃模式下, 增加供油量时, 贴壁点前移. 而由图 4(b) 可见, 增加供油量时, 第 1 个处于分离流中的喉道明显前移, 第 2 个处于贴壁流中的喉道后移, 燃烧室进口静压增加, 进口马赫数下降, 这样可以使得燃烧室进口的燃气质量流量能通过燃烧室, 且跨过 $Ma = 1.0$ 时气动参数非常光滑. 在跨燃模式的基础上增加适当的燃油, 使得处于分离流中的第 1 个喉道移动到燃烧室进口, 获得了如图 5 所示的临界跨燃模式, 此时相对于跨燃模式而言, 其燃烧室进口静压增加, 且处于贴壁流中的喉道后移. 继续增加供油量, 获

得了如图6所示的亚燃模态,此时只有一个喉道,即表明原来处于分离流中的第1个喉道消失了,

在亚燃模态下,随着燃油流量的增加,燃烧室进口静压继续增加,喉道继续后移。

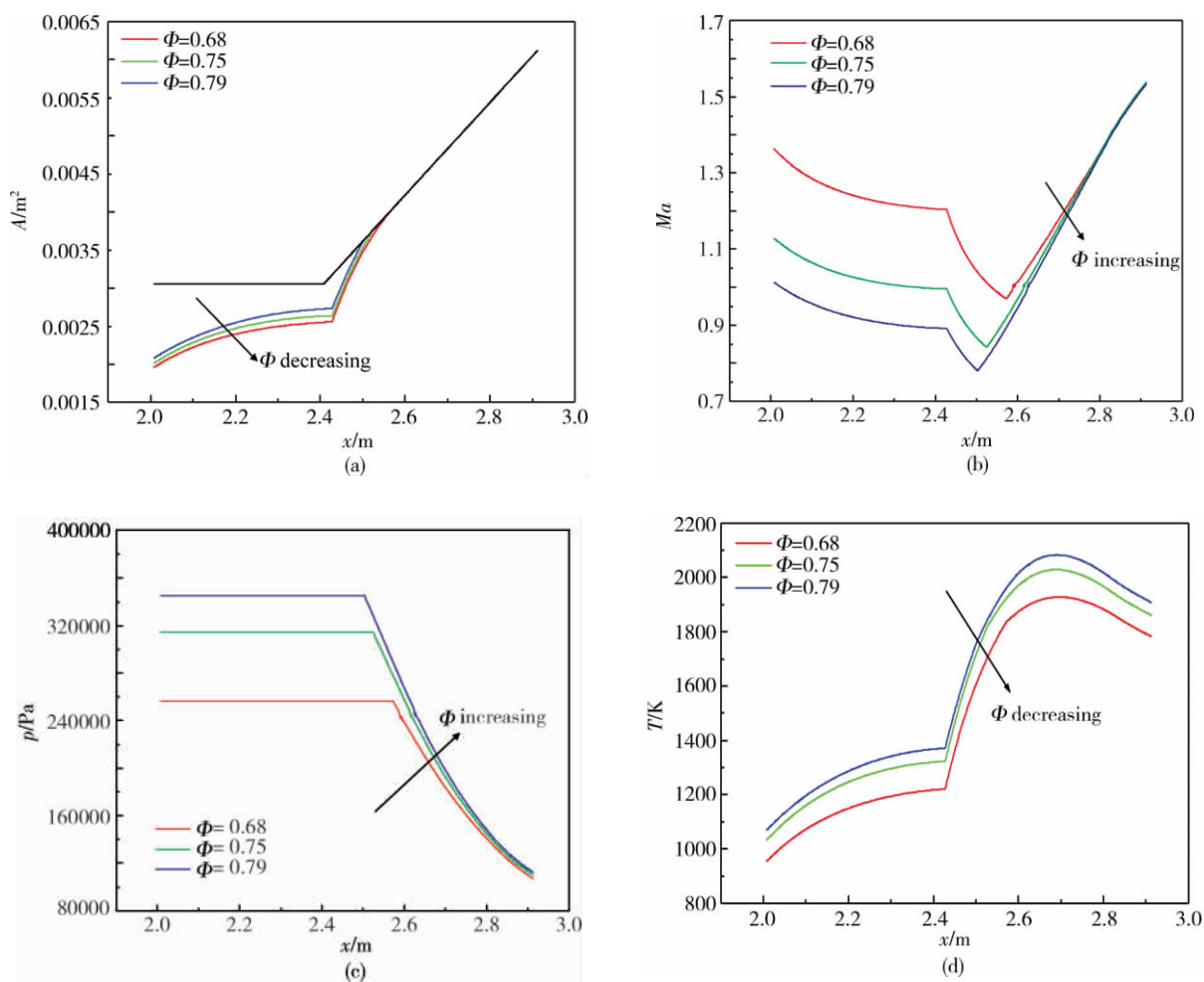
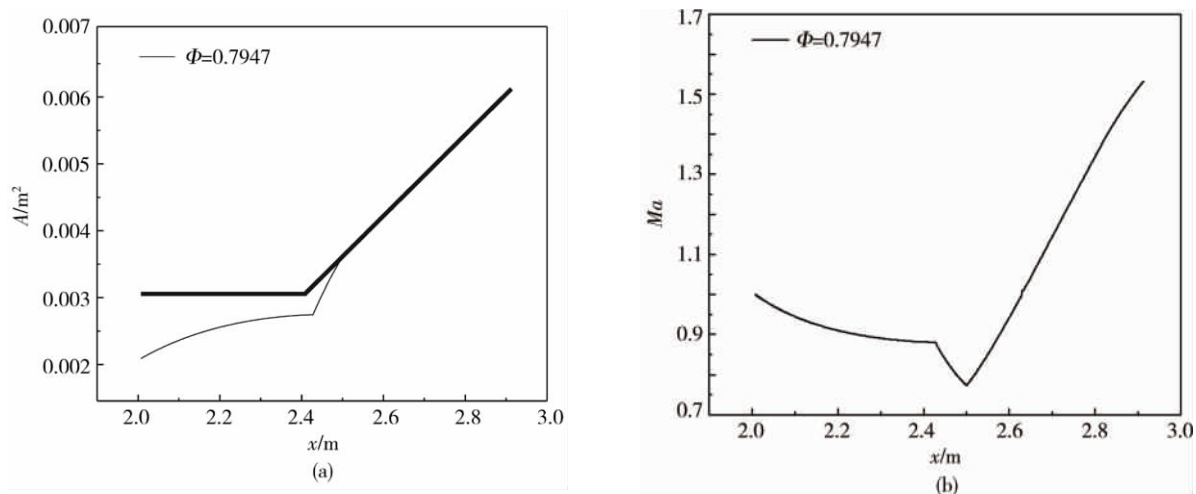


图4 跨燃模态的参数分布

Fig. 4 Distribution of flow parameters of transonic mode



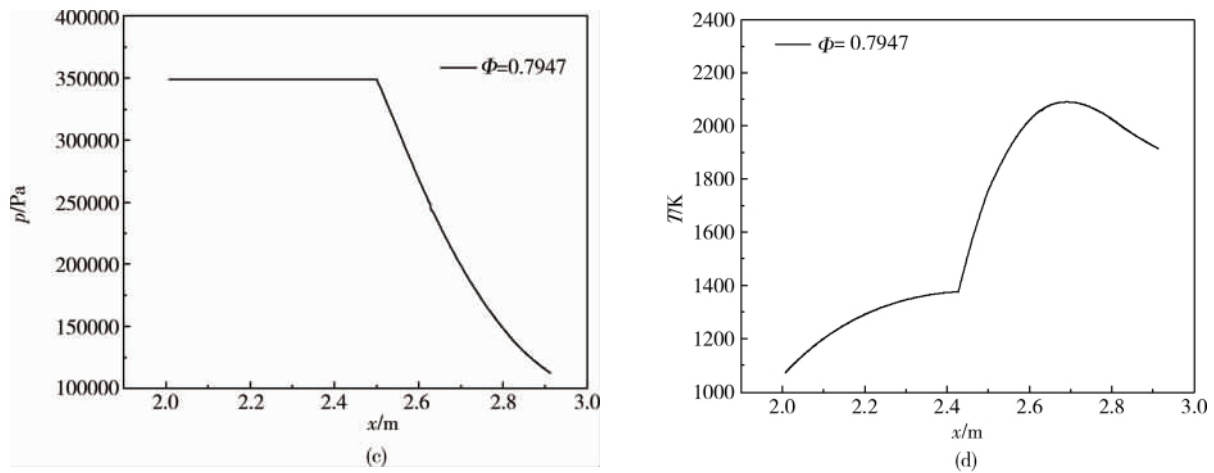


图 5 临界跨燃模式的参数分布

Fig. 5 Distribution of flow parameters of critical transonic mode

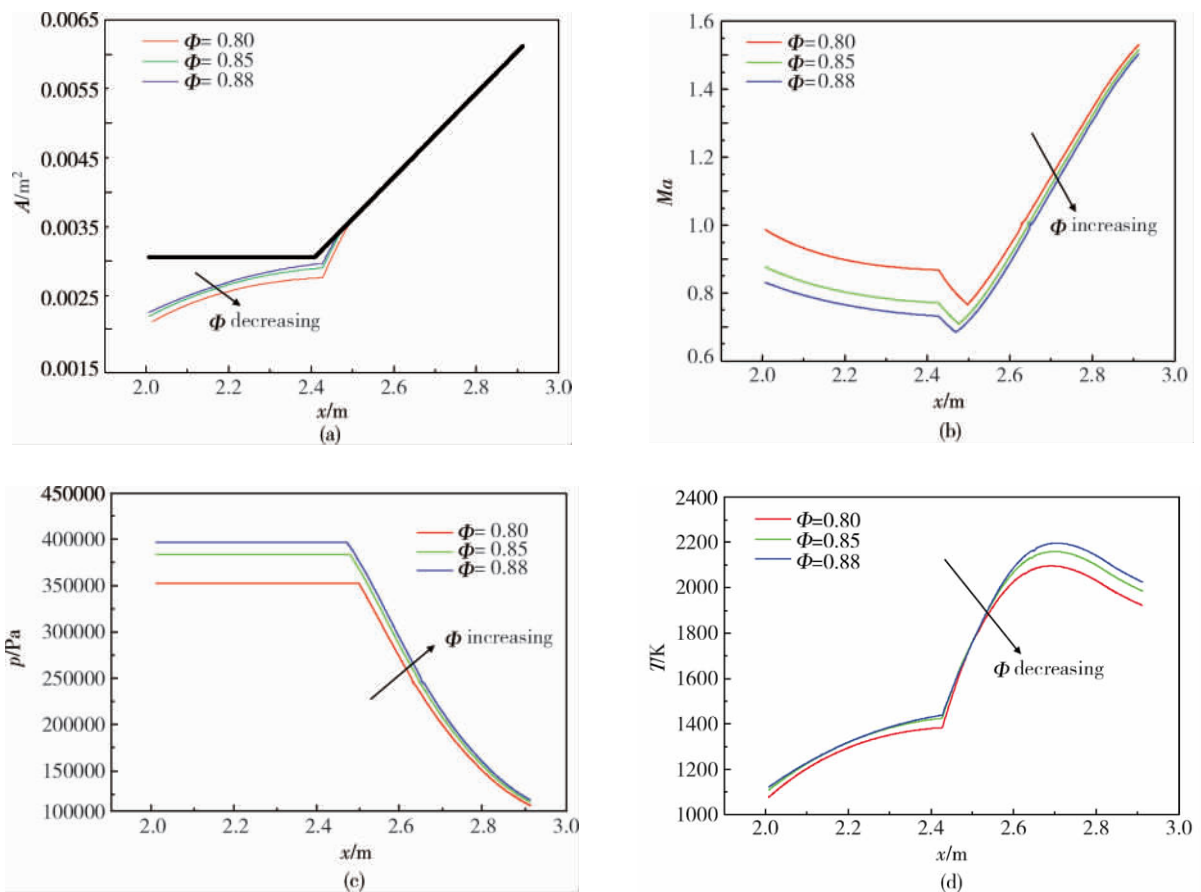


图 6 亚燃模式的参数分布

Fig. 6 Distribution of flow parameters of subsonic mode

3 结 论

1) 本文提出的临界面积法求解超燃冲压发动机集总参数方程,在跨声速流场中的热力学喉

道计算与捕捉、流量平衡计算方面具有收敛性好和收敛精度高的优势,并且所获得的燃烧室进口静压为隔离段的隔离性能设计提供了目标。

2) 基于集总参数方程的超燃冲压发动机计

算模型,可为超燃冲压发动机隔离段和燃烧室部件的匹配工作机理和超燃冲压发动机工作模式、模态转换、燃油控制规律和控制系统设计、特性计算和方案设计等提供很好的分析手段,具有很好的工程实用价值。

参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington, DC: AIAA Education Series, 1994.
- [2] Olds J R, Bradford J E. SCCREAM (simulated combined-cycle rocket engine analysis module): a conceptual RBCC engine design tool[R]. AIAA-97-2760, 1997.
- [3] Bradford J E, Olds J R. Improvements and enhancements to SCCREAM, a conceptual RBCC engine analysis tool [R]. AIAA-98-3775, 1998.
- [4] Bradford J E. A technique for rapid prediction of aft-body nozzle performance for hypersonic launch vehicle design [D]. Georgia: Dissertation of Georgia Institute of Technology, 2001.
- [5] Billig F S, Sullins G A. Optimization of combustor-isolator in dual-mode scramjets[R]. AIAA-93-515, 1993.
- [6] Billig F S. Research on supersonic combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 499-513.
- [7] Shapiro A H. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow: volume I [M]. New York: Ronald Press, 1953.
- [8] CUI Tao, YU Daren, BAO Wen. Solution method for singular initial value problems of one-dimensional steady transonic flow in a dual-mode scramjet[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(2): 97-101.
- [9] Corbin C R. Design and analysis of a Mach 3 dual mode scramjet combustor[R]. AIAA-2008-02644, 2008.
- [10] Nestler D E, Daywitt J E. Boundary layer separation correlations for hypersonic inlet analyses[R]. General Electric Report AMJ-86-01, 1986.
- [11] Biasca R J. Chemical kinetics of SCRAMJET propulsion [D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1988.
- [12] Ren C H. A computer based model for the performance analysis of a SCRAMJET propulsion system [D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1989.
- [13] Markell K C. Exergy methods for the generic analysis and optimization of hypersonic vehicle concepts [D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [14] Tran K. One dimensional analysis program for scramjet and ramjet flowpaths [D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2010.
- [15] Smart M K, Stalker R. High speed propulsion: engine design-integration and thermal management [R]. [S. l.]: North Atlantic Treaty Organisation Report, 2010.
- [16] Segal C. The scramjet engine processes and characteristics [M]. London: Cambridge University, 2009.